

**ВЛИЯНИЕ СТРУЙНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА ТЕЧЕНИЕ
В ПРИСТЕНОЧНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ**

*И. А. Белов, Г. Ф. Горшков, В. С. Комаков,
В. С. Терпигорьев*

(Ленинград)

Приводятся результаты экспериментального исследования взаимодействия дозвуковой осесимметричной струи в пределах начального участка с плоской пластиной, установленной параллельно оси струи. Получены зависимости для осредненных и пульсационных скоростей в пристеночном пограничном слое, а также дано распределение напряжения трения на пластине.

Степень турбулентности набегающего потока оказывает существенное влияние на характер течения в пристеночном пограничном слое пластины. Это влияние может носить двойной характер [1]: во-первых, наличие пульсаций во внешнем потоке изменяет положение точки перехода от ламинарной формы течения к турбулентной, что приводит к изменению в качественной картине течения, и, во-вторых, меняются характеристики тепло- и массообмена, что приводит к изменению локальных значений напряжения трения и теплового потока на стенке.

Определение этих важных в инженерной практике характеристик взаимодействия потока с пластиной может быть получено на основе решения уравнений пограничного слоя в форме Рейнольдса. В этом случае для определения связей пульсационных характеристик с осредненными вряд ли удастся воспользоваться существующими гипотезами об эффективных свойствах переноса турбулентной жидкости, полученных для турбулентного пограничного слоя при отсутствии пульсаций во внешнем потоке.

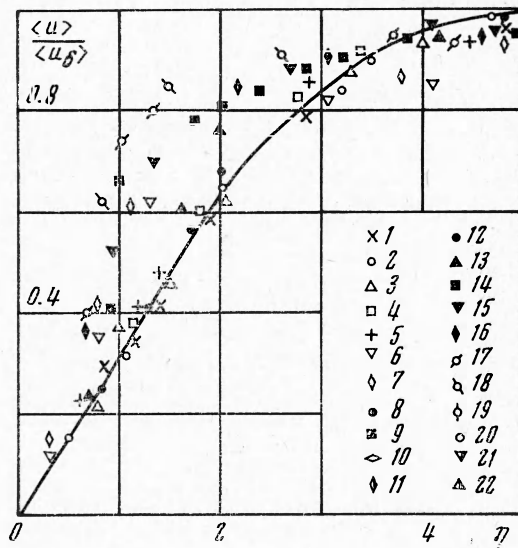
Поэтому целью данного исследования являлось изучение связей между осредненными и пульсационными характеристиками в пристеночном пограничном слое плоской пластины, обтекаемой струйным турбулентным потоком.

Экспериментальная установка состояла из аэродинамической трубы непрерывного действия, координатного устройства, термоанемометра постоянной температуры, микротрубки Пито и регистрирующего устройства (осциллографа Н-105). Плоская пластина представляла собой гетинаксовую плиту размером $1000 \times 400 \times 8$ мм³, заостренную в передней части в форме клина. Отклонение плоскостности поверхности плиты составляло не более 0.025 мм на всей длине. Для установки датчика анемометра в пограничном слое пластинки в ней предусматривалось отверстие диаметром 3 мм. Перемещение датчика поперек пограничного слоя осуществлялось при помощи микрометрического установочного механизма с ценой деления 0.01 мм.

Плоская пластина устанавливалась передней заостренной частью на срезе сопла по оси струи. Воздушная струя создавалась аэродинамической трубой, которая состояла из входного коллектора, вентилятора, успокоительной камеры, сотового хонейкомба и дозвукового конфузора.

Металлический входной коллектор имел трехкратное поджатие. Четырехлопастный вентилятор, связанный с электродвигателем постоянного тока, обеспечивал напор в 600 н/м^2 при расходе воздуха $0.3 \text{ м}^3/\text{сек}$. Для уменьшения влияния колебаний напряжения сети использовался феррорезонансный стабилизатор.

Экспериментальное исследование проводилось при скорости потока на срезе сопла $\langle u_a \rangle = 5\text{--}30 \text{ м/сек}$ с диаметром выходного сечения сопла $d_a = 100 \text{ мм}$. Замеры осредненных и пульсационных скоростей осуществлялись в 15 сечениях по поверхности пластины; общий диапазон изменения текущего числа Рейнольдса $R_x = \langle u_a \rangle x / \nu$, где x — расстояние от передней кромки пластины, составлял $0\text{--}3 \cdot 10^5$. Для получения профилей осредненной и пульсационной скоростей в пристеночном пограничном слое датчик анемометра устанавливался на различных расстояниях от стенки в диапазоне $y = 0.05\text{--}10 \text{ мм}$ через 0.05 мм . Начальное положение нити датчика анемометра относительно стенки фиксировалось микроскопом. Установка пластины параллельно оси струи контролировалась с помощью замеров статического давления на пластине в ряде выбранных сечений на ее поверхности. При правильной установке отсутствовала разница в величинах статического давления в пределах начального участка струи.



Фиг. 1

В качестве чувствительного элемента зонда термоанемометра использовалась проволока из золоченого вольфрама длиной 1.5 мм и диаметром 6.5 мк , которая с помощью точечной сварки крепилась к концам никелевых игл Г-образного зонда. В схеме термоанемометра предусматривалась линейаризирующая цепочка для получения с выхода прибора сигнала, пропорционального скорости потока [2]. При выбранной степени перегрева нити $n = 2$ постоянная времени термоанемометра $M = 4 \cdot 10^{-6} \text{ сек}$ обеспечивала частотный диапазон замеров от 0 до 25 кгц . При обработке результатов эксперимента учитывалась ошибка, возникающая из-за искажения сигналов большой амплитуды, согласно [3]. При расположении нити анемометра в непосредственной близости от стенки учитывалось охлаждающее действие стенки [4]. Термоанемометр использовался для замеров как пульсационной, так и осредненной продольной скорости в сечениях вдоль оси симметрии струи; измерения осредненной скорости осуществлялись также микротрубкой Пито.

Суммарная погрешность измерений для осредненных и пульсационных скоростей составила соответственно 5 и 15%. Вследствие неточности измерений термоанемометром в потоках с низкими скоростями и высокой степенью турбулентности в экспериментах использовались струи с интенсивностью турбулентности на срезе сопла $\varepsilon_a = \sqrt{\langle u_a'^2 \rangle} / \langle u_a \rangle = 1.5$ и 4.6%. В последнем случае в конфузторной части сопла устанавливалась турбулизирующая решетка с диаметром ячеек 10 мм , коэффициент загромождения которой составлял величину, равную 0.7.

Далее приводятся результаты измерений для общего (на срезе сопла) числа Рейнольдса $R_a = \langle u_a \rangle d_a / \nu = 4.9 \cdot 10^4$. Проведенные эксперименты при различных величинах числа R_a показали, что изменение R_a в широком диапазоне слабо влияет на результаты замеров.

На основе измерений интенсивности турбулентности $\sqrt{\langle u_s'^2 \rangle} / \langle u_a \rangle$ в потенциальном ядре свободной струи и при взаимодействии струи с пластиной было установлено, что интенсивность турбулентности в ядре струи превышает соответствующие величины, замеренные в двумерном потоке за турбулизирующей решеткой при обтекании плоской пластины [5] и имеет тот же порядок, что и соответствующие величины в свободных осесимметричных струях [6].

На фиг. 1 приведены результаты измерений распределения осредненной скорости $\langle u \rangle$ поперек пограничного слоя пластины. Здесь $\eta = \sqrt{\langle u_s \rangle} / \nu x$ — переменная Блазиуса, $\langle u_s \rangle$ — скорость на внешней границе пограничного слоя (в данном эксперименте $\langle u_s \rangle = \langle u_a \rangle$). Номера точек и соответствующие им значения ϵ_s и R_x представлены в следующей таблице.

№№ точек	ϵ_s	$R_x \cdot 10^{-5}$	№№ точек	ϵ_s	$R_x \cdot 10^{-5}$	№№ точек	ϵ_s	$R_x \cdot 10^{-5}$
1	0.018	0.184	8	0.040	2.080	15	0.072	1.000
2	0.020	0.454	9	0.045	2.340	16	0.078	1.260
3	0.024	0.725	10	0.050	2.610	17	0.083	1.530
4	0.029	1.000	11	0.056	2.880	18	0.086	1.800
5	0.031	1.260	12	0.049	0.184	19	0.089	2.080
6	0.033	1.530	13	0.056	0.454	20	0.094	2.340
7	0.035	1.800	14	0.064	0.725	21	0.097	2.610
						22	0.100	2.880

Полученные результаты показали, что поле осредненных скоростей в пристеночной области подобно полю вблизи передней кромки пластины и описывается известным профилем Блазиуса для ламинарного пограничного слоя (сплошная кривая). С увеличением числа Рейнольдса R_x профиль скорости становится более наполненным, что свидетельствует о переходе ламинарной формы течения в пограничном слое в турбулентную. При $\epsilon_a = 1.5\%$ начало перехода имеет место при $R_x = 1.3 \cdot 10^5$, при $\epsilon_a = 4.6\%$ — при $R_x = 5 \cdot 10^4$. Уменьшение величины критического числа R_x^* по сравнению с данными, представленными в [7], можно объяснить ростом интенсивности турбулентности вдоль оси струи.

Для определения границы перехода к развитому турбулентному течению профили осредненной скорости строились в координатах универсального закона распределения скорости в турбулентном пограничном слое (фиг. 2). Здесь $v_* = \sqrt{\tau_w / \rho}$ — динамическая скорость, τ_w — напряжение трения на стенке, здесь и далее обозначения соответствуют ранее принятым на фиг. 1.

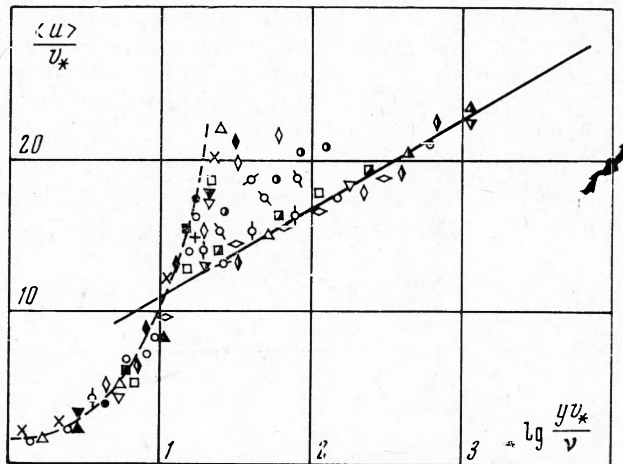
Профиль скорости в ламинарном подслое достаточно хорошо описывается зависимостью (штриховая линия)

$$\langle u \rangle / v_* = y v_* / \nu \quad (1)$$

В полностью турбулентной области профиль осредненной скорости имеет вид (сплошная линия)

$$\langle u \rangle / v_* = 5.75 \lg y v_* / \nu + 5.5 \quad (2)$$

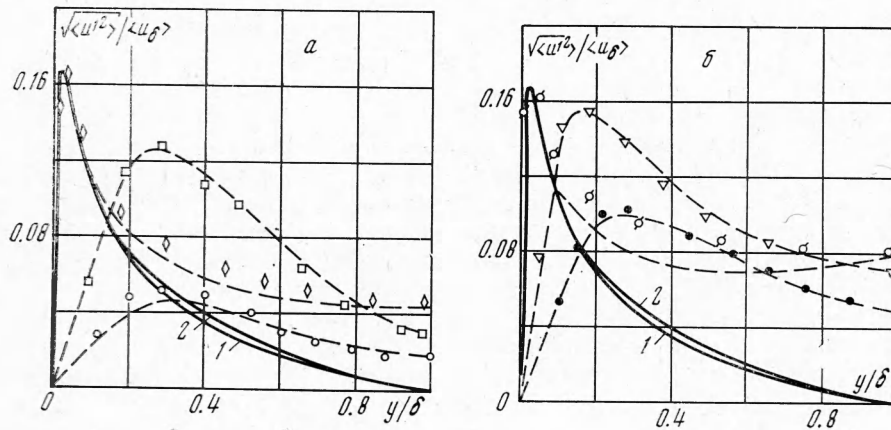
Как следует из представленных на фиг. 2 данных, переход к развитому турбулентному пограничному слою заканчивается при $R_x = 2,5 \cdot 10^5$ для $\epsilon_a = 1,5\%$, что намного ниже числа Рейнольдса, соответствующего концу перехода при малом уровне турбулентности [7]. Следует отметить, что при сравнительно высокой степени турбулентности набегаю-



Фиг. 2

щего потока ($\epsilon_a = 4,6\%$) разброс экспериментальных значений увеличивается. Это затрудняет построение профилей скорости.

На фиг. 3 приведено распределение продольной среднеквадратичной пульсации скорости $\sqrt{\langle u'^2 \rangle}$ в пограничном слое пластины для двух зна-



Фиг. 3

чений интенсивности турбулентности на срезе сопла $\epsilon_a = 1,5\%$ (фиг. 3, а) и $\epsilon_a = 4,6\%$ (фиг. 3, б). Как следует из представленных данных, пульсации скорости в струе глубоко проникают в пограничный слой пластины и создают условия для ускорения перехода от ламинарной формы течения к турбулентной. Максимальные значения пульсации скорости имеют место в непосредственной близости от стенки; в области ламинарного течения на расстоянии порядка $y/\delta = 0,2-0,3$, где δ — толщина пограничного

слоя, а в области турбулентного течения — на расстоянии $y/\delta < 0.05$. Здесь же представлены результаты расчета пульсации скорости $\sqrt{\langle u'^2 \rangle} = l(\partial u/\partial y)$ с использованием соотношения для пути смешения, предложенного в работе [8] (кривая 1)

$$\bar{l} = k\xi - (2k - 3k_0)\xi^2 + (k - 2k_0)\xi^3 \quad (3)$$

$$k = 0.4; \quad k_0 = 0.07, \quad \xi = y/\delta, \quad \bar{l} = l/\delta$$

и по соотношению Сполдинга [9] (кривая 2)

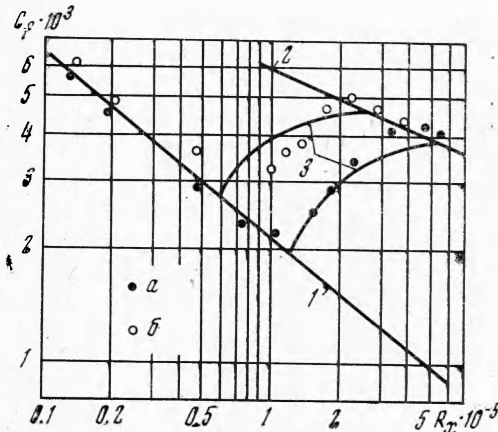
$$l = ky \left[1 - \exp\left(-\frac{yv_*}{\nu A_*}\right) \right] \quad \text{при } \frac{y}{\delta} \leq \frac{\xi}{k} \quad (4)$$

$$l/\delta = \xi \frac{k}{\delta} \quad \text{при } y/\delta > \xi/k, \quad k = 0.4, \quad \xi = 0.09, \quad A_* = 27$$

Профили пульсации скорости, построенные с использованием вышеприведенных законов изменения пути смешения по толщине пограничного слоя, дают хорошее совпадение с экспериментом лишь на очень близком расстоянии от стенки. По мере удаления от стенки расхождение расчетных и экспериментальных данных увеличивается. На основании обработки экспериментальных профилей осредненных и пульсационных скоростей в пограничном слое была получена следующая приближенная зависимость для пульсации скорости в пограничном слое

$$\sqrt{\langle u'^2 \rangle} = l_* \frac{\partial \langle u \rangle}{\partial y} + \sqrt{\langle u_s'^2 \rangle} \times$$

$$\times \frac{y}{\delta} \left(l_* = l \left[1 - \exp\left(-2.5 \frac{R_x}{R_x^*}\right) \right] \right) \quad (5)$$



Фиг. 4

где l — путь смешения, определяемый по соотношению (4); R_x^* — критическое число Рейнольдса.

Результаты расчетов пульсации скорости по выражению (5) приведены на фиг. 3 (штриховые линии).

На фиг. 4 приводится зависимость коэффициента трения C_f от числа R_x (точки, обозначенные буквой a , соответствуют $\epsilon_a = 1.5\%$, а буквой b — 4.6%). Здесь же приведены закон Блазиуса для ламинарного пограничного слоя (кривая 1)

$$C_f = 0.664 \cdot R_x^{-0.5} \quad (6)$$

и соотношение для турбулентного пограничного слоя (кривая 2)

$$C_f^* = 0.0592 \cdot R_x^{-0.2} \quad (7)$$

Напряжение трения подсчитывалось косвенно по замерам профилей скорости в пограничном слое. Как следует из графика, значения коэффициента трения удовлетворительно согласуются с расчетом C_f по (6) и (7) для ламинарной и турбулентной области течения. В переходной области поведение местного коэффициента трения может быть описано с помощью соотношения, аналогичного формуле Прандтля — Шлихтинга для

